

UNCLASSIFIED

Defense Technical Information Center  
Compilation Part Notice

ADP010482

TITLE: Methode de Calcul du Flutter en Presence  
de jeu Mecanique et Verification Experimentale  
[Flutter Analysis Method in Presence of  
Mechanical Play and Experimental Verification]

DISTRIBUTION: Approved for public release, distribution unlimited

This paper is part of the following report:

TITLE: Structural Aspects of Flexible Aircraft  
Control [les Aspects structuraux du controle  
actif et flexible des aeronefs]

To order the complete compilation report, use: ADA388195

The component part is provided here to allow users access to individually authored sections of proceedings, annals, symposia, ect. However, the component should be considered within the context of the overall compilation report and not as a stand-alone technical report.

The following component part numbers comprise the compilation report:

ADP010474 thru ADP010498

UNCLASSIFIED

# METHODE DE CALCUL DU FLUTTER EN PRESENCE DE JEU MECANIQUE ET VERIFICATION EXPERIMENTALE

## (FLUTTER ANALYSIS METHOD IN PRESENCE OF MECHANICAL PLAY AND EXPERIMENTAL VERIFICATION)

par

C. PETIAU, B. JOURNEE, E. GARRIGUES

Aviation Marcel Dassault

78, Quai Marcel Dassault

Cedex 300

92552 St Cloud Cedex

France

### RESUME

Le calcul de flutter en présence de jeu mécanique intervient pour la certification des timoneries fail-safe des empennages des Falcon.

Une méthode de calcul appropriée a été développée dans notre logiciel ELFINI ; elle est fondée sur :

- une modélisation structurale dynamique Eléments Finis,
- la représentation des forces aérodynamiques instationnaires dans le domaine temps par modèle type Karpel,
- une intégration implicite dans le temps,
- la résolution des jeux et contacts par un algorithme dérivé des techniques d'optimisation quadratique.

Nous exposons la méthodologie de validation expérimentale sur maquette dynamique en soufflerie, en 3 étapes :

- définition, calcul préliminaire, dimensionnement de l'expérience pour vérifier l'observabilité des phénomènes recherchés,
- vérification, calibration du modèle structural par essais statique et de vibration, du modèle aérodynamique à partir de mesures de pressions stationnaires et instationnaires et confrontation des vitesses critiques de flutter calculées/mesurées contact bloqué,
- confrontations calculs/essais de flutter en présence de jeux/contacts.

En procédant à partir des modèles structuraux et aérodynamiques recalés classiquement, la simulation restitue les résultats d'essais à la fois qualitativement (comportement amorti, cycles limites, divergences et quantitativement (niveaux d'accélération).

### ABSTRACT

Flutter analysis in presence of mechanical play occurs in the certification of fail-safe linkage of Falcon horizontal stabilizer.

The corresponding calculation method has been developed in our ELFINI software, it is based on :

- a Finite Element structural dynamics model,
- a time domain model of unsteady aerodynamics (Karpel type),
- an implicit time integration,
- the resolution of play/contact by an algorithm derived from quadratic optimization techniques

We expose the experimental verification methodology with dynamic model in wind tunnel, in 3 steps :

- definition, preliminary calculations, sizing of experience for checking observability of studied phenomena,
- verification, calibration of structural F.E. model with static and vibration tests, of aerodynamic model with steady and unsteady pressure measurements, comparison of calculated / measured critical flutter speeds with fixed contact,
- flutter calculation/test comparison in the presence of plays/contacts.

From classically calibrated structural and aerodynamic models, the simulation reproduces test results both qualitatively (damped behaviour, limit cycles, divergence) and quantitatively (acceleration levels).

## INTRODUCTION

Le problème de l'analyse du flutter en présence de jeu mécanique se pose régulièrement pour la certification des avions civils. Dans le cas des avions DASSAULT (Mercure, Falcon), il résulte du montage "fail-safe" de la timonerie de calage de l'empennage horizontal ; un élément de secours est monté avec jeux pour ne transmettre les charges qu'en cas de défaillance de l'élément principal (voir planche 1).

Pour traiter ce cas, nous avons développé dès la fin des années 70, et perfectionné depuis, un module d'analyse spécifique dans le cadre de notre système d'analyse structurale et aéroélastique ELFINI. Ce module couple l'analyse dynamique Eléments Finis avec non linéarité de contact avec un calcul d'aérodynamique instationnaire domaine temps ; nous en présentons les grandes lignes au § 2.

La certification d'un avion fondé sur un tel outil a posé dès le départ le problème de sa validation.

On a commencé par des vérifications partielles, en s'assurant :

- de la convergence et de la stabilité des solutions avec les hypothèses de modélisation (variantes/finesse du modèle E.F., nombre et type des degrés de liberté dynamiques, raffinement du modèle aérodynamique),
- du comportement aux limites (contact permanent, jamais de contact) qui doit être recoupé par les calculs classiques,
- de la validité des composants de la méthode de calcul, qui, étant employés dans d'autres problèmes, ont fait par ailleurs l'objet de vérifications expérimentales (exemple contact statique, impact de projectile, interaction avion atterrisseurs, flutter de panneau avec non linéarité de membrane des tuiles de la navette Hermès, ...).

Pour une vérification expérimentale "complète", les essais en vol étant à l'évidence trop risqués, il a été décidé de lancer la campagne de validation par essais sur une maquette aéroélastique dynamique en soufflerie dont nous présentons la démarche et quelques résultats significatifs (§ 3).

Du fait de son coût important, cette opération, supportée par les Services Officiels Français (SPAé), a été menée conjointement entre DASSAULT, AEROSPATIALE et l'ONERA.

## 2. PRINCIPES DE LA METHODE DE CALCUL DE FLUTTER AVEC JEU

La méthode a plusieurs variantes dont les points communs sont :

- une modélisation élastique dynamique **Élément Fini classique** (voir maillage type planche 2)
- une réduction de base (facultative, voir plus loin) pour limiter le nombre de degrés de liberté, variantes base "modale" ou base de "charge" (principe spécifique à ELFINI, voir référence 1), dans tous les cas la base doit être enrichie des déformées statiques pour des charges unitaires aux points de contact.

Hors modélisation jeux/contact, l'équation de la dynamique, dans la base de calcul, s'écrit :

$$\textcircled{1} \quad [m]\ddot{x} + [C]\dot{x} + [k]x = f.aero + f.autres$$

- **Représentation rationnelle des forces aérodynamiques instationnaires** (approche type Karpel, réf. 2)

Les forces aérodynamiques instationnaires, calculées normalement par ELFINI dans le domaine fréquence sont approximées (lissage au moindre carré) par une fonction de transfert de la forme :

$$f.aero = \left[ \frac{1}{2} \rho V^2 A_0 + \frac{1}{2} \rho V s A_1 + \frac{1}{2} \rho s^2 A_2 + \frac{1}{2} \rho V s D \left( \frac{s}{V} I - R \right)^{-1} E \right] x$$

correspondant à une représentation par équations différentielles :

$$\textcircled{2} \quad f.aero = \frac{1}{2} \rho V^2 A_0 x + \frac{1}{2} \rho V A_1 \dot{x} + \frac{1}{2} \rho A^2 x'' + \frac{1}{2} \rho V D \dot{y} + \frac{\dot{y}}{V} - R y = E x$$

Les matrices  $A_1$  représentent des termes de rigidité, amortissement et masse ajoutée, les termes en  $y$  (éventuellement négligeables) correspondent à l'effet des degrés de libertés "internes" du fluide, pour la suite nous convenons de rassembler dans  $x$  tous les degrés de liberté, ce qui aboutit en réunissant  $\textcircled{1}$  et  $\textcircled{2}$  à la modélisation du mouvement par un système

d'équations différentielles ordinaires du 2ème ordre du type :

$$\textcircled{3} \quad [M]x'' + [B]x' + [K]x = f \text{ autres}$$

- Schéma d'intégration implicite de l'équation précédente (Newmark, Humbolt, etc ...).

Les termes en dérivées sont exprimés comme combinaison linéaire de l'état  $x(t)$  inconnu et des états précédents  $x_t - n\Delta t$ , l'équation différentielle (3) devient un système d'équations linéaires ordinaires.

$$\textcircled{4} \quad [H]x(t) = f \text{ autres} + \sum_1^{3 \text{ ou } 4} B_n x(t - n\Delta t)$$

- La résolution des jeux et contacts est traitée comme solution d'un système d'équations et d'inéquations de la forme :

$$[H]x = f + [N]\alpha$$

Equations d'équilibre aéroélastique

$$[N]_t X - r \geq 0$$

Inéquations des jeux

$$\alpha \leq 0$$

Compression aux points de contacts

Elle est menée par une extension de l'algorithme dit de "gradient sphérique" utilisé dans ELFINI pour la résolution des contacts en élasticité linéaire.

La solution est recherchée comme combinaison linéaire de la solution sans contact

$$[H]^{-1} f$$

et des déformées pour des réactions de contact unitaire

$$[H]^{-1} [Nc]$$

soit

$$x = [H]^{-1} [f + [Nc] \alpha]$$

Les termes  $\alpha$ , réactions de contact (ou multiplicateurs de Lagrange), correspondent aux réactions de contact, ils doivent être négatifs (compression) ou nuls.

Ils sont obtenus par la relation de jeu nul au contact

$$[Nc]_t X - r = 0 \quad \text{soit}$$

$$\alpha = [ [Nc]_t [H]^{-1} [Nc] ]^{-1} [ [Nc]_t [H]^{-1} f - r ]$$

Il est à noter que la non symétrie de  $[H]$  ne remet pas en cause la validité de l'algorithme

du "gradient sphérique" bien que ce dernier soit présenté habituellement (d'où son nom) comme correspondant à une minimisation sous contrainte de forme quadratique (rendue "sphérique" par changement de repère).

Autour des principes de base qui ont été présentés, la méthode a plusieurs variantes :

- sur la modélisation structurale E.F., qui peut être menée sans réduction de base, en particulier quand on est en présence de non linéarités structurales type grand déplacement ou plasticité (voir calcul des tuiles de la Navette Hermès réf. 3).
- sur la modélisation aérodynamique et ses possibilités de recalage expérimental (voir réf. 4), par le couplage direct avec calculs C.F.D. (non linéaires ou linéarisées, voir réf. 5).

### 3. VALIDATION DE LA METHODE, CONFRONTATION EXPERIMENTALE

L'organisation de cette étude a suivi une trame semblable à celle de l'enchaînement conception/calculs/essais d'un projet d'avion, voir planche 3.

- 1ère étape : définition de l'expérience et de la maquette aéroélastique, calculs préliminaires supportant le dimensionnement et la vérification de l'observabilité des phénomènes recherchés.

Après avoir envisagé initialement de tester un empennage entier (dérive + P.H.) de Falcon 10 dans la soufflerie S1 de l'ONERA de Modane, on s'est limité à une maquette dynamique générique, de la forme d'un empennage horizontal d'avion type Airbus doté d'une gouverne de bord de fuite, testée dans la soufflerie transsonique S2 de l'ONERA (voir planche 2).

Le caisson du plan fixe est fixé à la paroi par l'intermédiaire d'un talon situé à l'emplanture du caisson. La gouverne est guidée en rotation par quatre charnières fixées sur le caisson du plan fixe. Le blocage de la gouverne en rotation est assuré par l'intermédiaire d'une lame fixée en extrémité de l'axe d'articulation. Cette lame est bloquée en rotation par un dispositif réglable à butée que l'on peut déplacer le long de la lame. Ce dispositif associé à des lames d'épaisseurs différentes facilement interchangeables permet de régler la fréquence de rotation gouverne sur une valeur choisie. On a adjoint à cette maquette une palette sur le saumon du caisson afin de pouvoir introduire une excitation forcée. Cette palette est commandée par un vérin hydraulique situé dans le caisson du plan fixe.

L'instrumentation d'essai est constituée par un ensemble de 17 ponts de jauge, de 20 accéléromètres, de 5 fibres optiques, de 84 capteurs de pression, ainsi que de deux potentiomètres pour mesurer la rotation de la gouverne.

Cette maquette possède plusieurs degrés de liberté au niveau du blocage de la lame en rotation. Ce blocage est réalisé au niveau de la lame par un dispositif mobile le long de la lame qui permet de modifier la longueur d'encastrement de la lame. Il existe plusieurs lames d'épaisseurs différentes. Ces deux possibilités donnent une grande latitude pour le réglage de la fréquence de rotation gouverne qui pilote le mécanisme de flottement ainsi que la  $P_i$  critique.

A ce dispositif de réglage, on a ajouté un dispositif permettant d'introduire un jeu au niveau de l'encastrement de la lame pour étudier les comportements non linéaires en présence de jeu en soufflerie. Un schéma de ce dispositif est présenté planche 2.

Le prédimensionnement de l'expérience a été mené avec le modèle Eléments Finis présenté planche 4.

- **2ème étape : calibration des modèles élastique et aérodynamique classiques, hors effet de jeux, menée en sous-étapes.**

- **Validation du modèle Elements Finis statique** avec les corrélations calcul-essais des réponses de jauges de contraintes à 12 chargements statiques. Cette corrélation est relativement satisfaisante en dehors de tout recalage (voir planche 5).

- **Validation du modèle dynamique** (modes propres). Nous n'avons eu à procéder qu'à la seule calibration du coefficient d'encastrement de la lame sur l'axe (indépendante de l'épaisseur et la longueur de la lame) pour obtenir une confrontation calcul essais satisfaisante (voir planche 6).

- **Validation du modèle aérodynamique** (à Mach 0.6). Elle a été fondée sur la confrontation du calcul aux mesures de pression pour des excitations par braquage de la gouverne en stationnaire et instationnaire (planche 7). Le résultat est conforme à notre expérience habituelle de la méthode des doublets :

- le calcul prévoit correctement les pressions sur le caisson
- les pressions de bord d'attaque sont surestimées

- les pressions sur la gouverne et le moment de charnière sont surestimés d'un facteur 2

Cette confrontation a confirmé le facteur de correction de 0.5 des pressions gouvernes qui avait déjà été introduit "par expérience" dans les calculs de prédimensionnement. Cette correction a été reconduite pour la suite des calculs.

- **Validation du modèle de calcul du flutter hors effets de jeux/contacts.**

Des résultats types de la confrontation calcul essais sont présentés planche 8. Les comparaisons de pressions dynamiques ( $P_i$ ) critiques et des évolutions des fréquences/amortissements sont satisfaisantes.

Nous avons aussi mené une vérification par expérience numérique du modèle de rationalisation des forces aérodynamiques instationnaires, le modèle semble quasi exact tant pour la reconstitution des forces généralisée que pour la vitesse de flutter (voir planche 9).

- **3ème étape : confrontation des résultats de flottement non linéaire.**

Nous en présentons des extraits, planches 10 et 11, concernant un jeu "centré" de 0.1 mm (épaisseur lame 4,5 et 1,5 mm longueur 130 mm).

Le calcul, comme les essais, permettent d'identifier 3 régimes de fonctionnement : stabilité, cycles limites, divergences. Dans le cas des cycles limites les niveaux d'accélération calculés/mesurés se comparent bien.

A noter que le domaine de pression génératrice des cycles limites ne coïncide pas avec l'intervalle des pressions critiques gouverne libre - gouverne bloquée ; on peut rencontrer des cycles limites en dessous de la  $P_i$  critique gouverne libre et des cycles limites "conditionnels" au-delà de la pression critique gouverne bloquée, en fonction de l'énergie initiale donnée au système.

#### 4. CONCLUSIONS, LECONS A TIRER

La chaîne de calculs de modélisation du flutter en présence de jeu mécanique est déjà convenablement validée avec cette première confrontation expérimentale.

Les causes d'imprécision potentielle des calculs n'apparaissent pas devoir venir des parties les plus originales de l'algorithme comme la modélisation dynamique des contacts ou l'aérodynamique instationnaire domaine temps, mais plutôt des

parties "classiques" du modèle intervenant déjà dans le calcul du flutter linéaire, en particulier :

- le modèle Eléments Finis dynamique qui doit être vérifié/recalé sur les essais de vibrations au sol
- le modèle des forces aérodynamiques stationnaires et instationnaires qui doit être recalé, si on le peut sur des essais en soufflerie et surtout sur les essais en vol (voir réf. 4).

C'est d'ailleurs sur l'aérodynamique que nous attendons les principaux progrès des calculs de flutter linéaire ou non linéaire comme ici ; nous remplaçons progressivement les modèles classiques de potentiel aérodynamique traités par singularité par des méthodes Eléments Finis "Euler" nonlinéaires ou "linéarisées" (voir réf. 5). Nous envisageons ainsi une prochaine étape de confrontation calcul-essai dans la zone du transsonique avec la même maquette, cela pour des configurations sans et avec jeu mécanique.

## REFERENCES

- 1 C. PETIAU, S. BRUN  
Tendances Actuelles de l'Analyse Aéroélastique des Avions Militaires  
AGARD, Conference Proceedings n° 403, Athènes 1986
- 2 M. KARPEL  
Time-Domain Aeroservoelastic Modeling Using Weighted Unsteady Aerodynamic Forces  
J. GUIDANCE, Vol 13, N° 1, Jan-Feb 1990, p. 30-37
- 3 C. PETIAU, A. PARET  
Dimensionnement et Qualification Aéroacoustique des Tuiles Hermès  
AGARD, Conference Proceedings N° 549, Lillehamer 1994
- 4 C. PETIAU, E. GARRIGUES, Ph. NICOT  
Méthode d'Identification Mathématique des Modèles de Forces Aérodynamiques Instationnaires sur les Essais en Vol, Validation Expérimentale  
R.T.O. Specialists' Meeting on Structural Aspects of Flexible Aircraft Control, Ottawa 1999.
5. C. PETIAU, B. STOUFFLET, Ph. NICOT  
Aéroélasticité et C.F.D.  
AGARD-R-822, Aalborg 1997

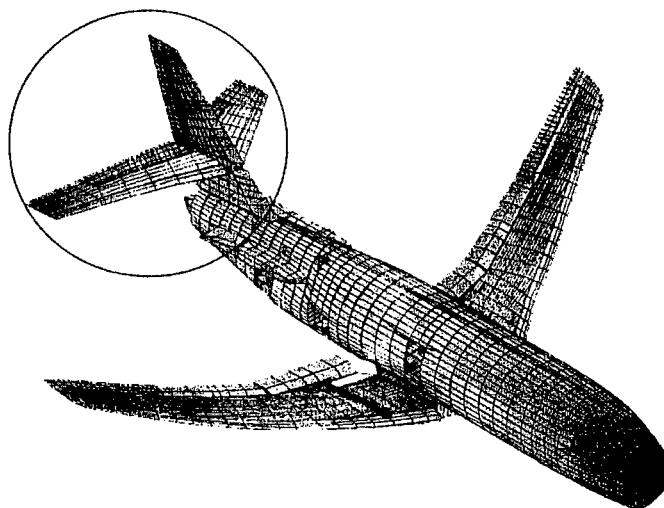
# PLANCHE 1 ORIGINE DE L'ETUDE

problème de certification  
de l'empennage

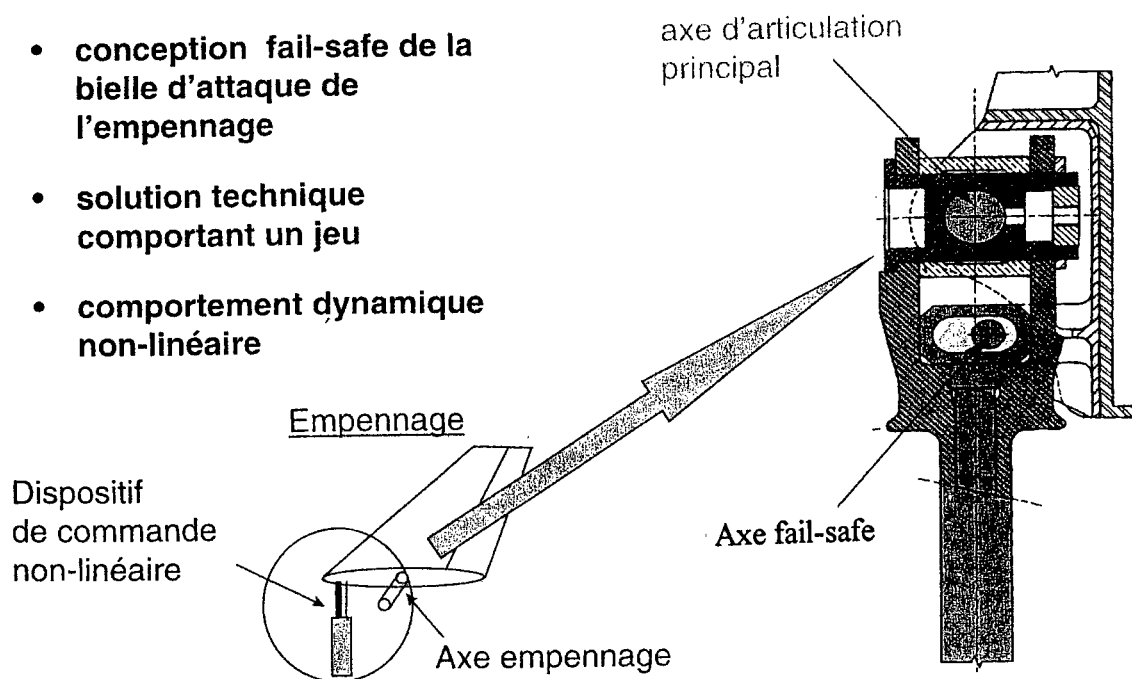
- Mercure

- Falcon 900

- Falcon 2000



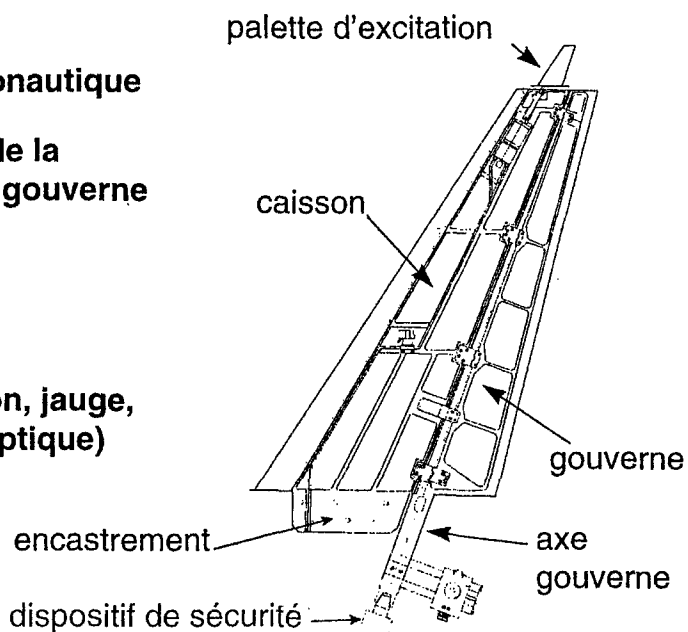
- conception fail-safe de la bielle d'attaque de l'empennage
- solution technique comportant un jeu
- comportement dynamique non-linéaire



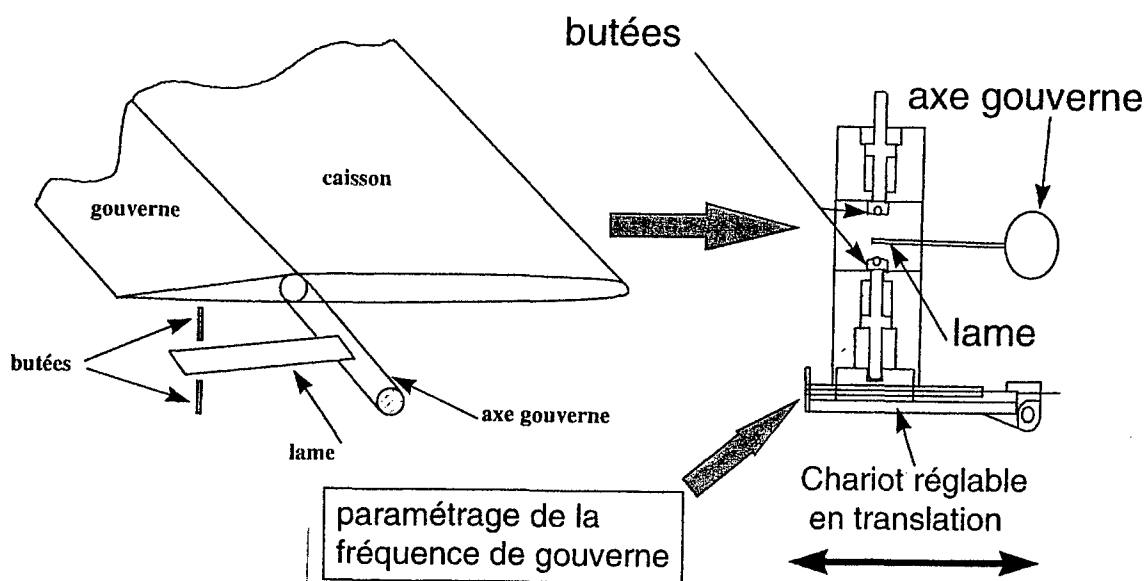
## PLANCHE 2

### MAQUETTE AEROELASTIQUE D'EMPENNAGE TYPE "AIRBUS" ESSAYE A LA SOUFFLERIE S2 DE L'ONERA

- Structure de type aéronautique
- dispositif de réglage de la fréquence de rotation gouverne
- palette d'excitation
- encastrement au mur
- 250 capteurs ( pression, jauge, accéléromètre, fibre optique)



#### BUTEE A JEU





ORGANISATION DE L'ETUDE  
SEMBLABLE AU PROCESSUS CONCEPTION / CALCUL / ESSAIS D'UN AVION

Développement avion

Conception

Calcul

Fabrication du prototype

Essai au sol

Calibration des capteurs

Essai de vibration

Calibration du modèle

Remise à jour des calculs

Essai en vol

Recalage à partir des  
des essais en vol

Conduite de l'étude

Conception

Calcul

Fabrication de la maquette

Essai au sol

Calibration des capteurs

Essai de vibration au mur

Calibration du modèle

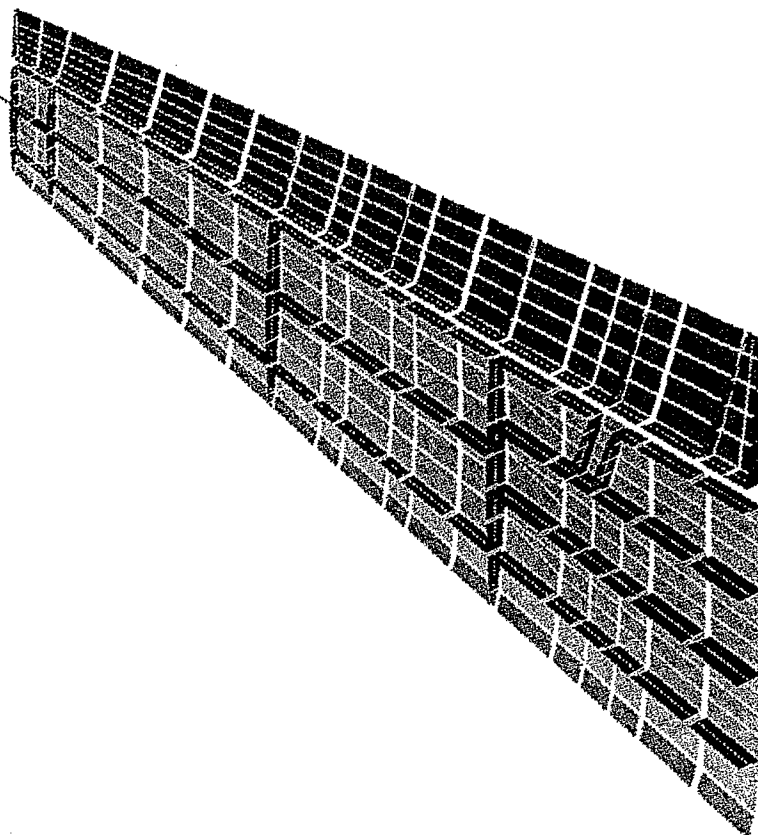
recalage des prédictions  
d'essai

Essai en soufflerie

Recalage à partir des  
essais de soufflerie

PLANCHE 4

MODELE STRUCTURAL  
ELEMENTS FINIS



MODELE AERODYNAMIQUE  
("DOUBLETS")

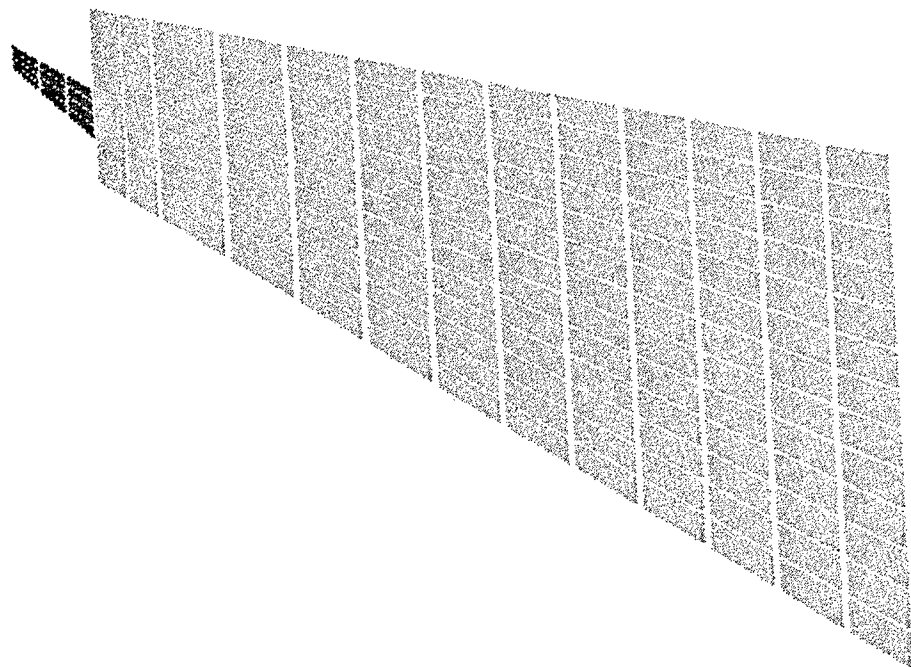
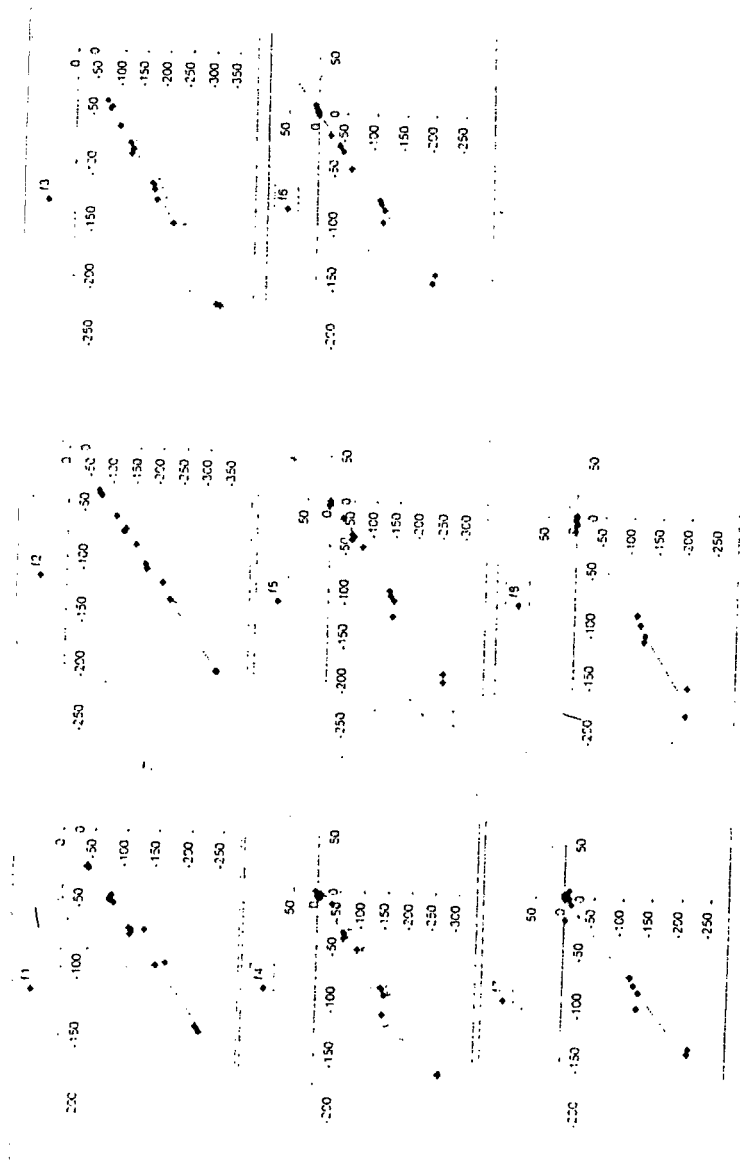


PLANCHE 5

VALIDATION DU MODELE STATIQUE  
(MODELE PRELIMINAIRE, MODELE FINAL)

CORRELATION MESURES JAUGES DE CONTRAINTE - CALCUL

| nom et nature de la jauge | r sur modèle initial | r sur nouveau modèle |
|---------------------------|----------------------|----------------------|
| flexion 1                 | 0.930                | 0.985                |
| flexion 2                 | 0.995                | 0.998                |
| flexion 3                 | 0.995                | 0.998                |
| flexion 4                 | 0.983                | 0.989                |
| flexion 5                 | 0.990                | 0.993                |
| flexion 6                 | 0.990                | 0.993                |
| flexion 7                 | 0.972                | 0.981                |
| flexion 8                 | 0.985                | 0.989                |
| torsion 1                 | 0.962                | 0.976                |
| torsion 2                 | 0.985                | 0.989                |
| torsion 3                 | 0.939                | 0.923                |
| torsion 4                 | 0.840                | 0.865                |
| torsion 5                 | 0.918                | 0.947                |
| torsion 6                 | 0.676                | 0.719                |



# PLANCHE 6

## VALIDATION / RECALAGE DU MODELE DYNAMIQUE (RECALAGE DU SEUL COEFFICIENT D'ENCASTREMENT DE LA LAME)

Valeurs des fréquences de flexion empennage mesurées pour des longueurs de lame variables.

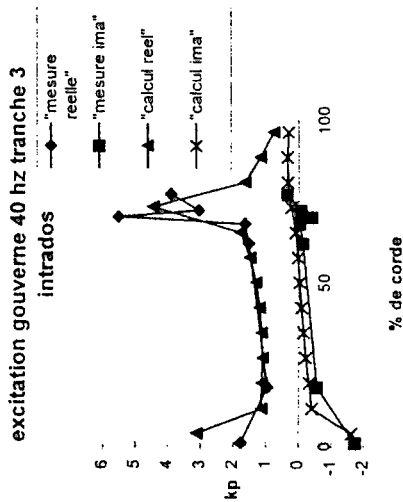
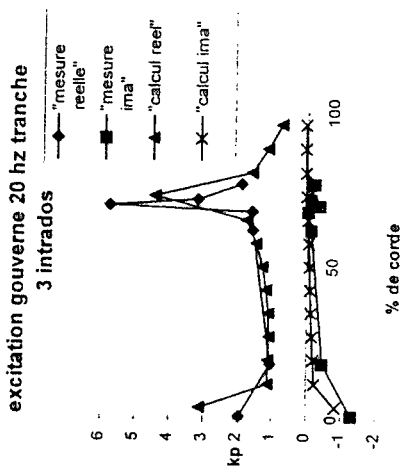
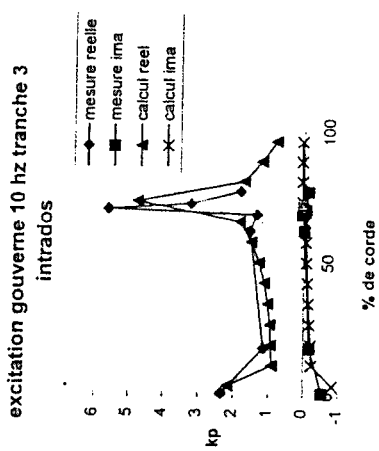
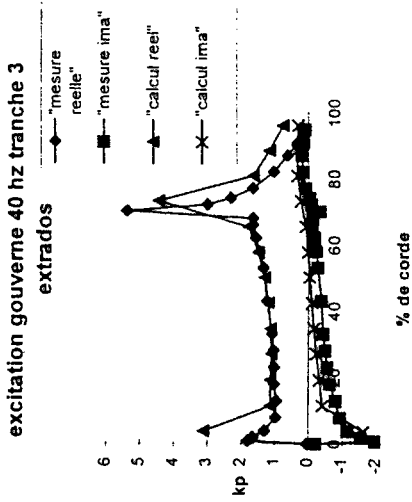
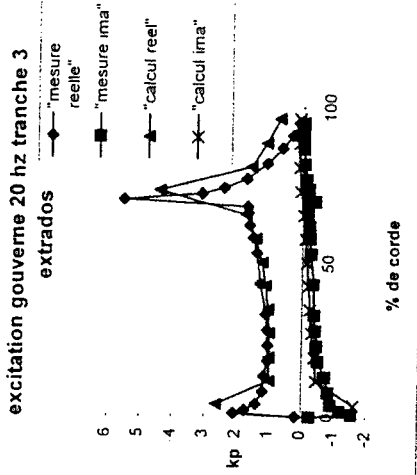
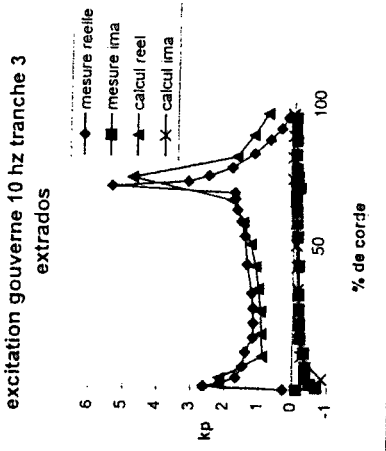
| Epaisseur \ longueur<br>de lame | l = 30 mm | l = 55 mm | l = 80 mm | l = 105 mm | l = 130 mm |
|---------------------------------|-----------|-----------|-----------|------------|------------|
| 1.5                             |           |           | 31.4      | 31.1       | 30.9       |
| 4                               |           | 28.9      | 29.0      | 29.0       | 29.1       |
| 4.5                             | 28.1      | 28.9      | 29.2      | 29.3       | 29.3       |

Valeurs de fréquence de flexion empennage calculées sur modèle théorique recalé les mêmes longueurs de lame que le tableau 3

| Epaisseur \ longueur<br>de lame | l = 30 mm | l = 55 mm | l = 80 mm | l = 105 mm | l = 130 mm |
|---------------------------------|-----------|-----------|-----------|------------|------------|
| 1.5                             | 32.4      | 31.8      | 31.4      | 31.2       | 31.1       |
| 3                               | 27.0      | 27.9      | 28.1      | 28.0       | 27.7       |
| 4                               | 28.1      | 28.9      | 29.2      | 29.3       | 29.4       |
| 4.5                             | 28.3      | 29.1      | 29.4      | 29.5       | 29.6       |

PLANCHE 7

MODELE AERODYNAMIQUE INSTATIONNAIRE  
COMPARAISON ESSAIS - CALCULS DES PRESSIONS  
(Calcul intégrant les effets d'aéroélasticité dynamique)



⇒ CORRECTION FACTEUR 0.5 SUR LES PRESSIONS GOUVERNE

PLANCHE 8

PREVISION DE FLUTTER SANS EFFETS DE JEU / CONTACT  
COMPARAISON CALCUL - ESSAIS  
(Modèles structural et aérodynamique recalés)

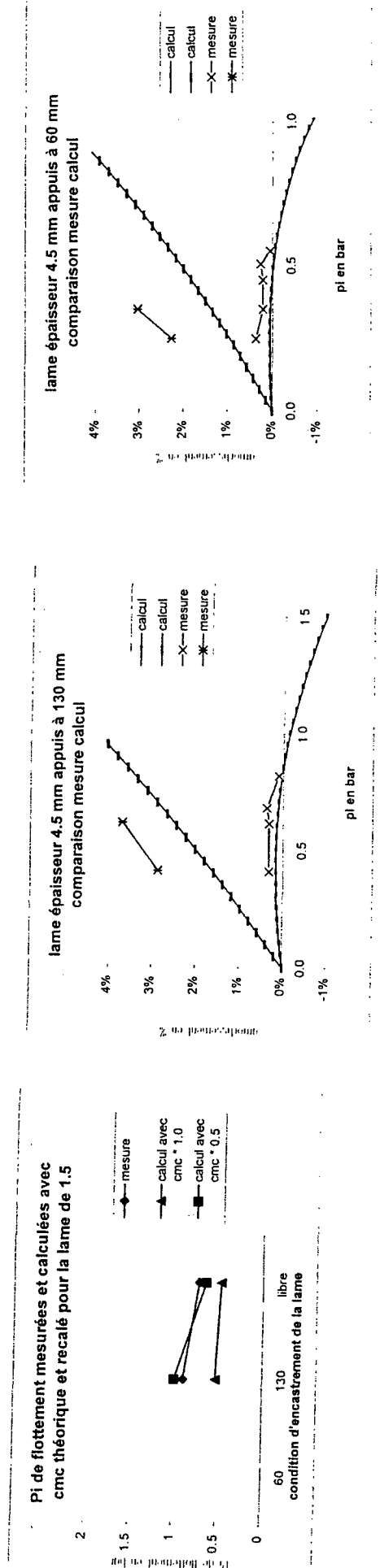
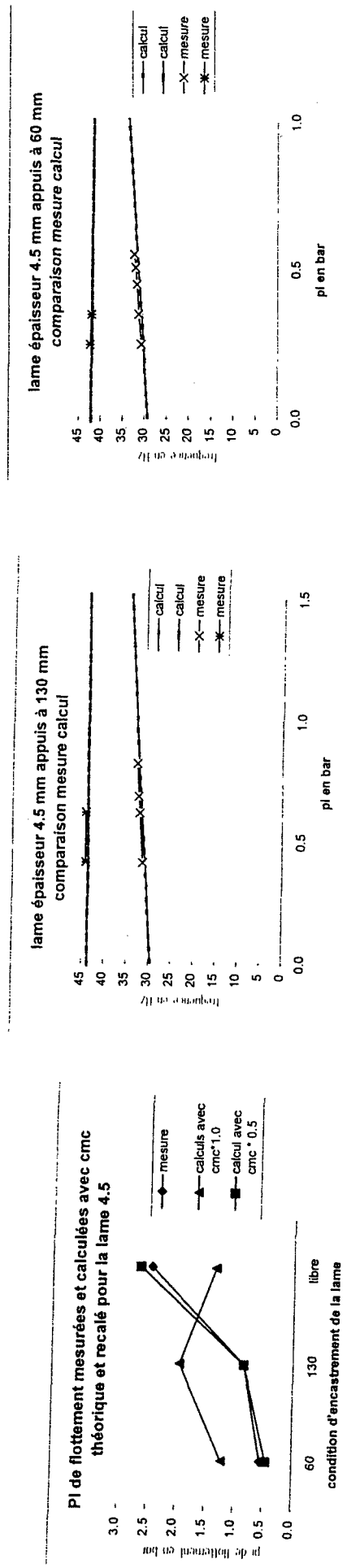
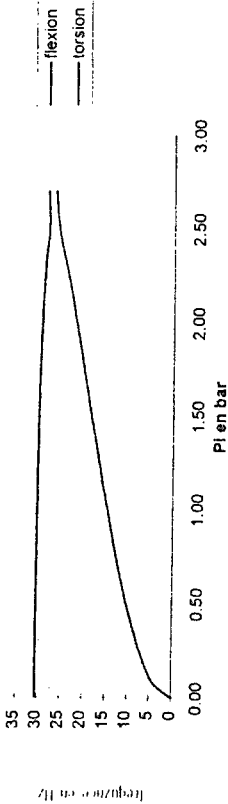


PLANCHE 9

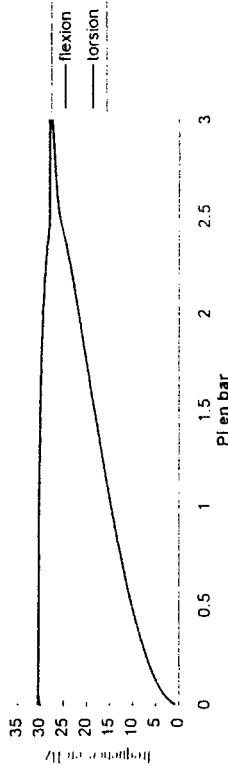
LA RATIONALISATION DES FORCES AERODYNAMIQUES INSTATIONNAIRES EST EXACTE

FREQUENCES

calcul de flottement avec forces aérodynamiques calculées lame  
e = 4.5 mm libre

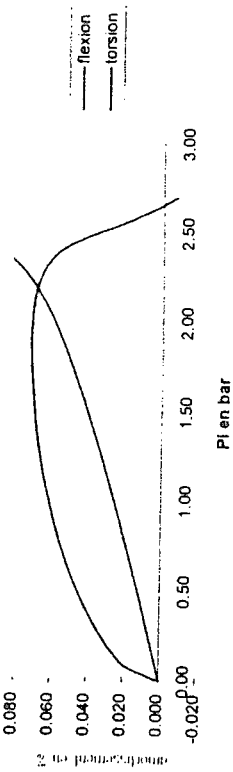


calcul de flottement avec forces aérodynamiques rationalisées  
lame e = 4.5 mm libre

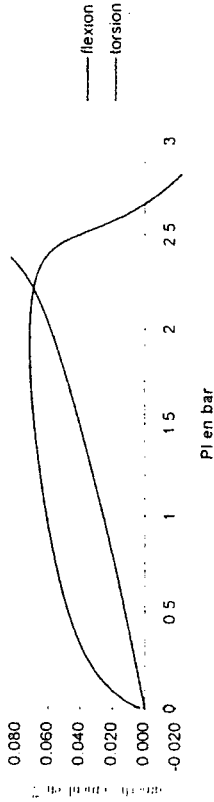


AMORTISSEMENT

calcul de flottement avec forces aérodynamiques calculées lame  
e = 4.5 mm libre



calcul de flottement avec forces aérodynamiques rationalisées  
lame e = 4.5 mm libre



# PLANCHE 10

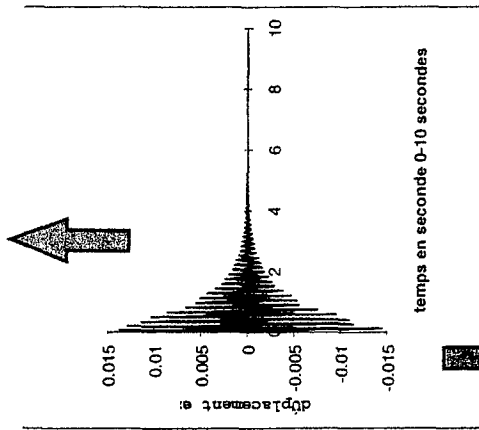
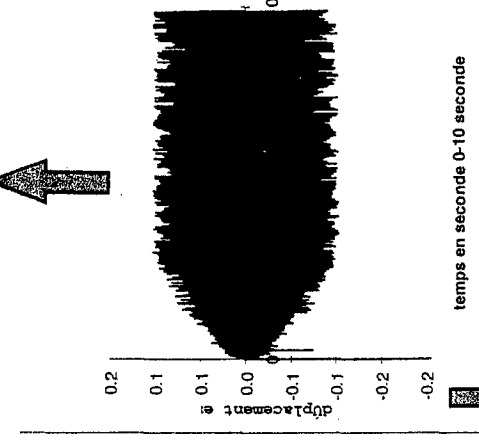
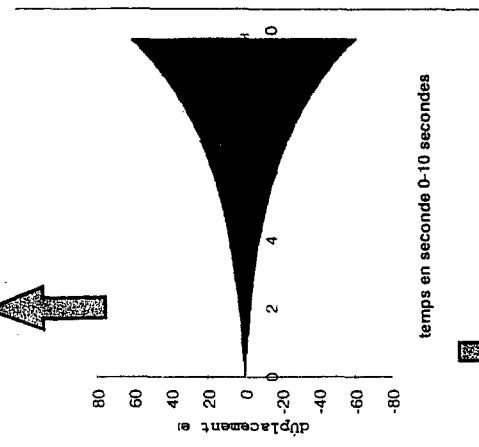
## SYNTHESE ETUDE DE FLUTTER AVEC JEUX

Pi critique

Pi critique linéaire

lame fine

cycles limites



lame épaisse

cycles limites

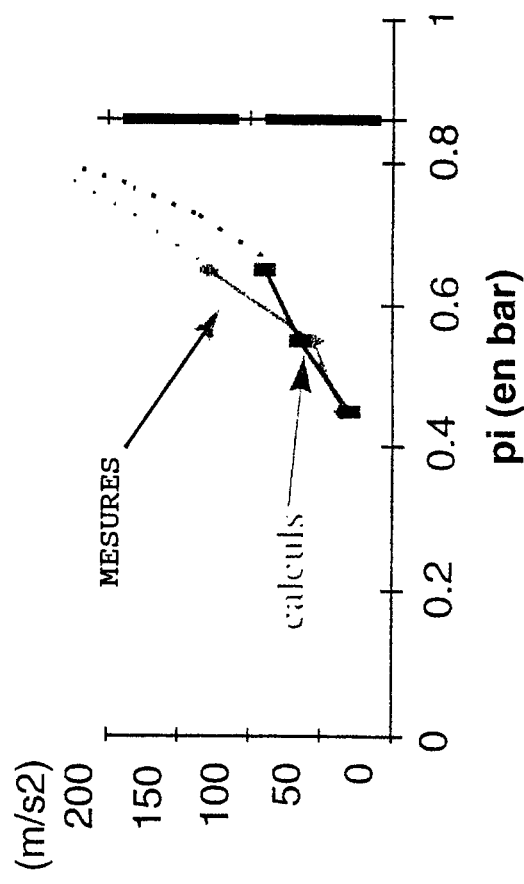
Pi critique linéaire



# ***Amplitude des cycles limites : comparaison calculs-mesures***

- bonne prise en compte des variations liées à la pression génératrice
- bonne prise en compte des variations liées aux mécanismes de flottement

évolution de l'amplitude accélérométrique  
du capteur d'emplanture gouverne



(jeu 0.1 mm appui à 130 mm)